

- тания //Труды IX Междунар. НТК «Герметичность, вибронадежность и экологическая безопасность насосного и компрессорного оборудования», Т.1, Сумы (Украина), 1999. - С.235-244.
- Gordon S. B., Doug Volden. Upstream Pumping: A New Concept in Mechanical Sealing Technology //Lubrication Engineering, 1990, V46, April. - P.213-217.
 - Salant R.F., Homiller S. J. Stiffness and Leakage in Spiral Groove Upstream Pumping Mechanical Seals //Tribology Transactions, 1993, V36, No.1. -P.55-60.
 - Tom Lai. Development of Non-contacting, Non-leaking Spiral Groove Liquid Face Seals //Lubrication Engineering, 1994, V50, No.8.- P.625-631.
 - Tournerie B., Huitri J., Bonneau D. Et al. Optimization and Performance Predication of Grooved Face Seals for Gases and Liquids //Proc. Of 14th Inter. Conf. on Fluid Sealing, 1997. - P. 351-365.
 - Ху Данмэнь, Хао Мумин. Конструктивная оптимизация торцовых уплотнений с обратным нагнетанием //Смазка и Герметизация. - Пекин,2003, No.1. -С. 35-41 (на китайском языке).

ЗАМКНУТАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД

Кузнецов В.И.

Омский государственный технический университет, г. Омск

Наиболее простой газотурбинный двигатель (ГТД) - это одновальный турбореактивный двигатель (ТРД) с нерегулируемым осевым компрессором и неизменными проходными сечениями проточной части. Независимо от того, насколько широк диапазон изменения условий полета и режимов работы двигателя, один из режимов работы двигателя с фиксированными значениями M_n и H полета принимается за расчетный. Даже для одновального ТРД с неизменной геометрией проточной части число неизвестных на одно больше, чем число уравнений. Следовательно, система уравнений без дополнительных условий не имеет решения. Эти условия, замыкающие систему уравнений, описывающих работу ТРД, называют законом управления, который представляется как закон и программа регулирования двигателя. [1].

В связи с вышеизложенным, основной задачей данной работы является составление замкнутой математической модели работы ТРД без введения дополнительных условий.

Математическая модель ТРД на расчетном режиме, в основу которой заложены условия совместной работы отдельных элементов в системе двигателя, определяет физическую взаимосвязь между элементами двигателя.

Построение математической модели ТРД начинается с определения условий совместной работы элементов в системе двигателя и взаимосвязей между параметрами газоздушного потока, проходящего через двигатель [1].

Тщательный анализ системы уравнений показал отсутствие связи между полезной и затраченной энергиями двигателя в целом. Эту связь можно записать в виде

$$l_{затр} = l_{пол} + l_R, \quad (1)$$

где $l_{затр}$ - удельная работа, затраченная на обеспечение работы ТРД; $l_{пол}$ - полезная удельная работа, которую совершает ТРД; l_R - удельная работа, которая учитывает затраты на преодоление гидравлических сопротивлений по газоздушному тракту и подогрев выхлопных газов.

Для ТРД к затраченной удельной работе необходимо отнести удельные работы набегающего потока воздуха l_v , турбины l_T , стартера $l_{ст}$ и топлива (Q_m или $q_m H_u$). К полезной удельной работе относятся удельная работа компрессора l_k и полезная удельная работа, определяемая тягой ТРД l_{pc} .

С учетом вышеизложенного, уравнение (1) для ТРД можно представить в виде

$$l_T \eta_m + l_v + l_{ст} + q_m H_u = l_k + l_{pc} + l_{RS} + c_p (T_c - T_H), \quad (2)$$

где $l_T = c_p T_K^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*k}} \right) \eta_T^*$ - удельная работа турбины;

$l_v = c_p T_H \left(\pi_v^{*k} - 1 \right)$ - удельная работа набегающего потока воздуха;

$l_k = c_p T_c^* \left(\pi_k^{*k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_K}$ - удельная работа, потребляемая компрессором;

l_{pc} - полезная удельная работа газа, идущая на создание реактивной тяги;

l_{RS} - удельная работа, затрачиваемая на преодоление гидравлических сопротивлений по газоздушному тракту;

$C_p(T_c - T_H)$ - удельные потери тепла, вызванные разностью температур выхлопных газов и окружающей среды.

Если уравнение турбины представить в классическом виде [1]

$$l_T = c_p T_G^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k_G-1}{k_G}}} \right) \eta_T^* \quad (3)$$

то в уравнении (2) величину $q_m H_u$ необходимо заменить на величину $x q_m H_u$, где x - доля энергии топлива, идущая на увеличение полной энтальпии газа за турбиной ($0 < X < 1$) и равна

$$x q_m H_u = H_T^* - c_p T_H. \quad (4)$$

Представленные в настоящей работе зависимости составляют систему уравнений. Уравнение (16) замыкает систему уравнений, описывающую совместную работу элементов ТРД и обеспечивает на каждом режиме работы однозначную связь всех его параметров с внешними условиями. С помощью системы уравнений (1) ... (18) можно рассчитать дроссельные и высотно-скоростные характеристики ТРД и на их основе найти оптимальный закон регулирования двигателя.

В качестве примера рассматривается простейший ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями на режиме авторотации. Особенностью расчета параметров ТРД на режиме авторотации является то, что подогрев газа в камере сгорания отсутствует. Таким образом, температура газа на выходе из камеры сгорания равна температуре воздуха на выходе из компрессора, т.е. $T_G^* = T_K^*$ [1,2].

В современных методиках расчет параметров ТРД производится теми же методами, что и расчет установившихся режимов двигателя.

Считается, что на установившихся режимах авторотации мощность, снимаемая с вала турбины N_T , равна мощности, потребляемой компрессором N_K [2]

$$N_K = N_T \eta_m, \quad (5)$$

где η_m - механический к.п.д., учитывающий потери в подшипниках.

Так как подогрев воздуха в камере сгорания отсутствует и расходы воздуха через компрессор и турбину равны между собой, то уравнение (5) представляется в виде [1]

$$L_K = L_T \eta_m, \quad (6)$$

где L_K , L_T - удельные работы компрессора и турбины соответственно.

Удельные работы компрессора и турбины заменяются их значениями в функции степеней сжатия в компрессоре, расширения на турбине и температур в компрессоре T_c^* и турбине T_k^* [1]

$$C_p T_K^* \left(\pi_K^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_K^*} = C_p T_B^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{* \frac{k-1}{k}}} \right) \eta_T^* \eta_m^* \quad (7)$$

Температура за компрессором зависит от температуры воздуха на входе в компрессор T_B^* , степени повышения полного давления воздуха в компрессоре и к.п.д. компрессора η_K^* [1], т.е.

$$T_K^* = T_B^* \left(1 + \frac{\pi_K^{* \frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_K^*} \right) \quad (8)$$

Значение T_K^* по уравнению (8) подставляется в уравнение (7) и после сокращения правой левой части этого уравнения $C_p T_B^*$ получится

$$\left(\pi_K^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_K^*} = \left(1 + \frac{\pi_K^{* \frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_K^*} \right) \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{* \frac{k-1}{k}}} \right) \eta_T^* \eta_m^* \quad (9)$$

Если $\eta_K^* = \eta_T^* = \eta_m^* = 1,0$, то решение уравнения (9) приводит к тому, что степень расширения воздуха на турбине должна быть равна степени повышения полного давления воздуха в компрессоре, т.е.

$$\pi_K^* = \pi_T^* \quad (10)$$

Если $\eta_K^* < 1$; $\eta_T^* < 1$ и $\eta_m^* < 1$, то из уравнения (9) находится, что $\pi_K^* < \pi_T^*$ что физически невозможно.

Из литературы известно [1], что изменение температуры газа в камере сгорания по линии рабочих режимов (ЛРР) качественно имеет вид кривой, изображенной на рис.1. Пунктиром изображена кривая, которая на практике не реализуется из-за возможности выхода двигателя из строя. На этом участке работа двигателя осуществляется с помощью какого-либо пускового устройства (аэродромного или бортового). На рис.1 нанесена также кривая температуры воздуха за компрессором T_K^* на ЛРР в функции относительной частоты вращения турбокомпрессора [1].

Как видно из рис. 1, при работе ТРД на установившихся режимах ($\bar{n} = const$) температура газа в камере сгорания должна быть выше температуры воздуха за компрессором и на режиме авторотации турбина не в состоянии вращать компрессор, т.к.

$$L_K > L_T \eta_m \quad (11)$$

$$\text{где } L_K = C_p T_H^* \left(\pi_{K^*}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_K^*}, \quad (12)$$

$$L_T = C_p T_K^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k-1}{k}}} \right) \eta_T^*. \quad (13)$$

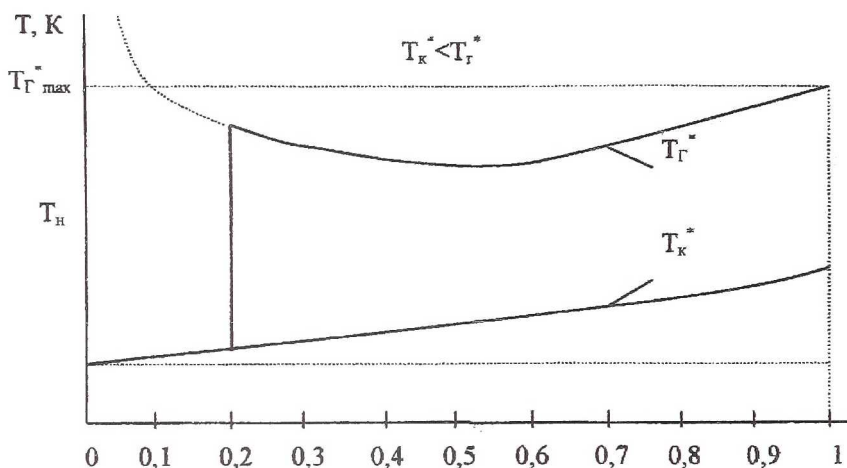


Рис. 1. Изменение температуры воздуха за компрессором T_K^* и температуры газа перед турбиной от относительной частоты вращения по линии рабочих режимов (T_H - температура окружающей среды; $T_{Г^* max}$ - максимальная температура газа перед турбиной)

Известно, что каждой скорости полета соответствует вполне определенная частота вращения турбокомпрессора или работа на постоянном режиме [1]. Анализ рис.1 и уравнения (11) показывает невозможность работы турбокомпрессора на постоянной частоте вращения только за счет энергии турбины. Следовательно, недостающая часть энергии должна быть подведена извне. На режиме авторотации внешней энергией может быть только энергия набегающего потока воздуха. В этом случае связь между удельными работами компрессора и турбины может быть представлена в общем виде как соотношение

$$L_K = L_T \eta_m + L_{\text{вн}}, \quad (14)$$

где $L_{\text{вн}}$ - удельная работа внешних сил.

$$L_{\text{вн}} = x L_v, \quad (15)$$

где L_v - удельная энергия набегающего потока воздуха; x - доля энергии

набегающего потока, идущая на вращение компрессора ($0 < x < 1$).

Остальная часть энергии набегающего потока ($y L_v$, $0 < y < 1$) расходуется на преодоление гидравлических сопротивлений по газоздушному тракту, привод самолетных агрегатов (если они подключены) и организацию истечения воздуха из реактивного сопла.

Таким образом, энергия набегающего потока расходуется на вращение компрессора, преодоление гидравлических сопротивлений по газоздушному тракту, привод самолетных агрегатов и организацию истечения из реактивного сопла, т.е.

$$L_v = x L_v + y L_v = L_v (x + y), \quad (16)$$

где $x + y = 1$.

Энергия набегающего потока является функцией скорости набегающего потока

$$L_v = C_p T_H \frac{k-1}{2} M_n^2, \quad (17)$$

где k – показатель адиабаты, M_n – число Маха набегающего потока.

На режиме авторотации изменение частоты вращения турбокомпрессора является функцией энергии набегающего потока

$$\bar{n} = f(L_v) \text{ или } \bar{n} = f(M_n).$$

В общем виде соотношение между удельной работой компрессора, работой турбины и энергией набегающего потока имеет вид

$$L_K \leq L_T + x L_v. \quad (18)$$

При $M_n = const$, $\Delta M = 0 \Rightarrow L_K = L_T + x L_v$ - ($\bar{n} = const$, $\Delta \bar{n} = 0$ - работа с постоянной частотой вращения);

при $M_n = var$, $\Delta M < 0 \Rightarrow L_K > L_T + x L_v$ - ($\bar{n} = var$, $\Delta \bar{n} < 0$ - торможение);

при $M_n = var$, $\Delta M > 0 \Rightarrow L_K < L_T + x L_v$ - ($\bar{n} = var$, $\Delta \bar{n} > 0$ - разгон).

Если элементы проточной части ТРД нерегулируемые, то увеличение частоты вращения ($\Delta \bar{n} > 0$) турбокомпрессора будет происходить до достижения полным давлением на срезе сопла значения, равного критическому ($p_c \leq p_{кр}$). Дальнейшее увеличение скорости полета $M_n > M_{n\text{кр}}$ не будет приводить к увеличению приведенной частоты вращения турбокомпрессора, т.к. давление на срезе сопла будет равно критическому ($p_c = p_{кр}$), которое будет расти пропорционально степени повышения полного давления воздуха во входном устройстве от числа Маха.

На режиме авторотации компрессор на статических режимах получает энергию не только от турбины, но и от набегающего потока.

Список литературы

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей/Под ред. С.М. Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1987. - 568 с.
2. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А.. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. - М.: Машиностроение, 1968. 228с.

АНДРАГОГИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОФЕССИОНАЛЬНО – ОРИЕНТИРОВАННОГО НАУЧЕНИЯ ИНОСТРАННОМУ ЯЗЫКУ СТУДЕНТОВ И ТЕХНИЧЕСКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ

Пестрикова Н.А.

Самарский государственный технический университет, г. Самара

Проблема образования волнует сегодня и теоретиков, и практиков. Все чаще и чаще состояние образования в мире характеризуется как кризисное. Непрерывное реформирование – свидетельство неудовлетворенности общества процессом и результатом образования. Поиск новых подходов, новых парадигм становится все более актуальной проблемой образования.

Кризис системы образования свидетельствует о разрыве между резко изменившимися условиями жизни и образовательной системой, ее целями, видами, содержанием и технологиями обучения. К ее важнейшим факторам относятся:

- возросший спрос на качество образования;
- консерватизм сферы образования;
- инертность и традиционность педагогических технологий;
- необходимость формирования профессионального мышления,

активности педагогов и неустойчивость профессиональной мотивации.

В ряду этих факторов важнейшее место занимает неразработанность технологий профессионального обучения. Технологии обучения формируют деятельностную основу образования, обеспечивают перенос знаний в сферу труда, создают социокультурное пространство, в котором формируются личность, дисциплина, воля, интерес к специальности.

Несмотря на всеобщее признание образовательной и развивающей ценности педагогических технологий, научный статус технологии обучения не определен. Чаще всего педагогическим технологиям отводится промежуточное место между наукой и практикой. В реальности мы име-